

“十二五”国家重点图书出版规划项目

中航工业科技与信息化部组织编写



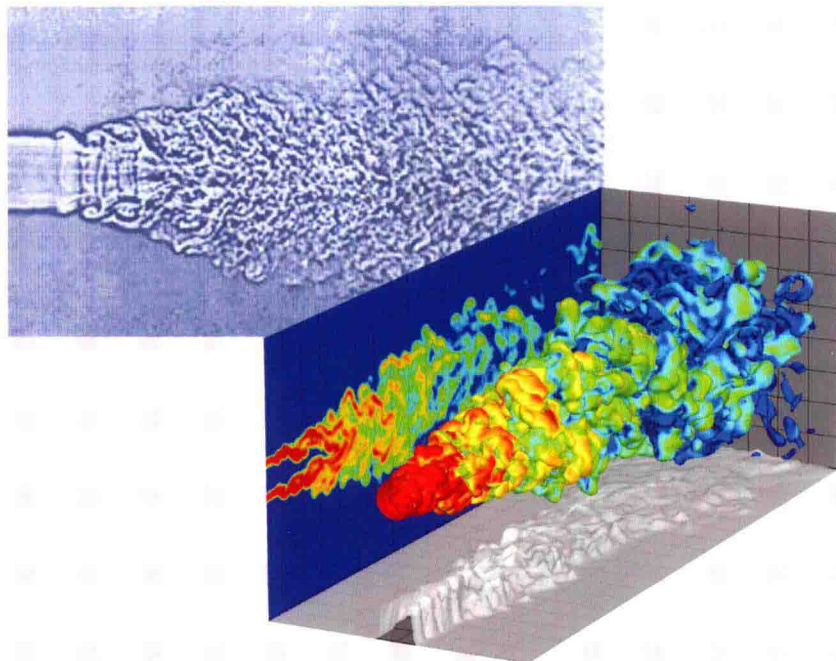
航空发动机出版工程

 Springer

湍流射流的声学控制

Acoustic Control of Turbulent Jets

A. S. 加涅夫斯基 (A. S. Ginevsky)
[俄] Y. V. 符拉索夫 (Y. V. Vlasov) 著
R. K. 卡拉沃索夫 (R. K. Karavosov)
林大楷 张颖哲 倪大明 译



航空工业出版社

“十二五”国家重点图书出版规划项目
航空发动机出版工程

湍流射流的声学控制

A. S. 加涅夫斯基 (A. S. Ginevsky)

[俄] Y. V. 符拉索夫 (Y. V. Vlasov) 著

R. K. 卡拉沃索夫 (R. K. Karavosov)

林大楷 张颖哲 倪大明 译

航空工业出版社

北 京

内 容 提 要

本书是湍流射流声学控制方法的专著。书中首先介绍了亚声速湍流射流的气动特性和声学特性,详细介绍了其声学控制机理,并进行敏感性分析,给出提高控制效率的方法。之后着重讨论了低频高强度声激励对亚声速湍流射流的影响,以及湍流射流自激励产生原理和抑制方法。随后简要描述了超声速非等压湍流射流的气动和声学特性、宽频噪声产生机理和控制方法。最后结合实际工程应用案例介绍了几种降低涡喷发动机射流噪声的方法、带开口测试段风洞中自激振荡的声学控制方法,以及混合层流动与空腔的相互作用。

本书适合从事湍流射流气动和声学特性的声学控制方法及其工程应用领域的研究人员、研究生、物理专业学生和工程师阅读。

图书在版编目(CIP)数据

湍流射流的声学控制/(俄罗斯)A. S. 加涅夫斯基
(A. S. Ginevsky), (俄罗斯)Y. V. 符拉索夫
(Y. V. Vlasov), (俄罗斯)R. K. 卡拉沃索夫
(R. K. Karavosov) 著; 林大楷, 张颖哲, 倪大明译. --
北京: 航空工业出版社, 2018. 7

书名原文: Acoustic Control of Turbulent Jets

航空发动机出版工程

ISBN 978-7-5165-1657-7

I. ①湍… II. ①A… ②Y… ③R… ④林… ⑤张…
⑥倪… III. ①湍流射流—声控技术—研究 IV. ①O358
②TN912.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2018) 第 164408 号

北京市版权局著作权合同登记

图字: 01-2014-7708

Translation from English language edition:

Acoustic Control of Turbulent Jets

by A. S. Ginevsky, Y. V. Vlasov and R. K. Karavosov

Copyright © 2004 Springer-Verlag Berlin Heidelberg

Springer-Verlag is a part of Springer Science + Business Media

All Rights Reserved

湍流射流的声学控制

Tuanliu Sheliu de Shengxue Kongzhi

航空工业出版社出版发行

(北京市朝阳区北苑2号院 100012)

发行部电话: 010-84936597 010-84936343

北京虎彩文化传播有限公司印刷

全国各地新华书店经售

2018年7月第1版

2018年7月第1次印刷

开本: 787×1092 1/16

印张: 11.25

字数: 269千字

印数: 1—2000

定价: 48.00元



《航空发动机出版工程》编委会

主 任：林左鸣

常务副主任：谭瑞松

副主任：张新国 李方勇

委 员：陈元先 杨圣军 魏金钟 丁 俊 庞 为
王英杰 王之林 张 健

《航空发动机出版工程》专家委员会

主 任：刘大响

副主任：郭恩明

委 员：陈 浚 唐智明 周晓青 彭友梅 张皖南
张恩和 严成忠 杨士杰 李概奇 怀寿章
殷云浩 吴学仁 江和甫 江义军 马光辉
胡晓煜

编委会办公室

主 任：魏金钟

副主任：陈 刚 焦 鹤 刘 鑫

成 员：王晓文 向 明 潘陆原 王 伟 胡晓煜
彭友梅 姜向禹 石 英 龙明灵 刘 宁
王少雄

总 序

自1903年12月17日人类首次实现有动力飞行以来,航空事业获得了迅猛发展,极大地促进了人类社会文明的进步,对世界各国的政治、经济和军事都产生了深远的影响。航空发动机作为飞机的“心脏”,不仅是飞机飞行的动力,也是促进航空事业发展的重要推动力,人类航空史上的每一次重要变革都与航空发动机的技术进步密不可分。飞机进入喷气时代始于涡轮喷气发动机的发明,飞机突破声障、实现马赫数2和马赫数3的飞行主要是由于加力式大推力发动机的出现;飞机实现垂直起降则仰仗于可旋转喷管发动机的研制成功;巨型宽体客机的问世更少不了大涵道比、大推力的涡扇发动机;第四代战斗机的超声速巡航和超机动性主要是依靠发动机的高推重比和矢量喷管。

经过百余年的发展,航空发动机已经发展为可靠性极高的成熟产品,正在使用的航空发动机包括涡轮喷气/涡轮风扇发动机、涡轮轴/涡轮螺旋桨发动机、冲压发动机和活塞式发动机等多种类型,不仅作为各种用途的军民用飞机、无人机和巡航导弹动力,而且利用航空发动机派生发展的燃气轮机还广泛用于地面发电、船用动力、移动电站、天然气和石油管线泵站等领域。航空发动机的发展也极大地带动了机械制造、电子、控制、材料和石油化工等相关产业的发展,带来了巨大的收益。目前,全球飞机发动机及其零部件制造业的收入已占航空制造业总收入的40%左右,年收入超过1000亿美元,到2015年将达到1220亿美元,人均年收入35万美元,仅美国从事航空发动机及零件制造的公司就有1000多家,年收入超过600亿美元。

进入21世纪,航空发动机正在进一步加速发展,将为人类航空领域带来新的更大变革。目前,传统的航空发动机正在向齿轮传动发动机、变循环发动机、多电发动机、间冷回热发动机和开式转子发动机发展,非传统的脉冲爆震发动机、超燃冲压发动机、涡轮基组合发动机,以及太阳能动力和燃料电池动力等也在不断成熟,这些发动机的发展将使未来的航空器更快、更高、更远、更经济、更可靠,并能够满足更加严格的环保要求,并将使高超声速航空器、跨大气层飞行器和可重复使用的天地往返运输成为现实。

但是,航空发动机的发展绝非易事,作为人类科学技术发展的最高端产

品之一，航空发动机被誉为“工业之花”“皇冠上的明珠”，具有技术难度大、风险高、耗资多、周期长等特点，要求在相关的工程技术领域具备雄厚的基础和丰富的实践经验积累，是一个国家工业基础、综合国力和科技水平的集中体现。美国将航空发动机技术描绘为：“它是一个技术精深得使新手难以进入的领域，它需要国家充分保护并稳定利用该领域的成果，长期的专门技能和数据的积累，以及国家大量的投资。”法国将航空发动机工业描绘为：“航空发动机工业是一个与众不同的工业，是当代尖端技术的标志。进入这个竞技场的顶级‘玩家’数量非常有限，其门槛设置得比其他航空专业更高，这意味着竞争者进入的难度更大。”目前，能够独立研制航空发动机的只有美国、英国、俄罗斯、法国和中国等少数国家。

我国航空发动机工业起步并不晚，在中华民国时期就曾试图建立航空发动机工业；中华人民共和国成立后，我国于1951年开始建立航空发动机修理厂，经过60多年几代航空人的艰苦努力，如今我国已建成比较完整的航空发动机科研、生产体系，研制生产出了6万多台航空发动机，已进入世界少数能够独立研制航空发动机的国家行列。但是，我国航空发动机在技术水平和产品研制方面与先进国家还存在很大差距，学习国外航空发动机的先进发展经验，对我国航空发动机的发展势必起到良好的借鉴作用。

中国航空工业集团公司组织出版《航空发动机出版工程》的目的是为广大读者提供一个全面了解世界航空发动机发展历史、现状和未来的平台，使读者对航空发动机的基本概念和工作原理有更科学、系统的认识，对国外航空发动机的产品发展经验、组织管理方法和技术发展路线有更深刻的理解，对航空发动机发展对国防建设和国民经济发展的重要性有更充分的重视，以唤起广大读者对航空发动机事业的关注和热爱，并积极投身到这项光荣而伟大的事业中来。期望这套丛书能够为中国航空发动机的人才培养，航空发动机的科研、生产和使用提供参考和借鉴，为中国航空发动机事业的更大发展做出贡献！



中国航空工业集团公司董事长

2013年3月

译 者 序

本书原著是由俄罗斯中央空气流体动力研究院 (TsAGI) 的加涅夫斯基 (Ginevsky)、符拉索夫 (Vlasov) 和卡拉沃索夫 (Karavosov) 三位具有丰富教学和科研经验的教授撰写。此后, 贝洛采尔科夫斯基 (Belotserkovsky) 教授将其译成英文。本书是在英文版的基础上翻译而成。这是一本湍流射流的声学控制方法研究和工程应用领域难得的参考书, 适合从事该领域的研究生和相关科研人员参考。本书的最大特点是全部章节均结合试验或数值模拟结果进行阐述, 有助于读者更直观地掌握和理解书中内容。

本书共有 10 章。第 1 章阐述了亚声速湍流射流的气动特性和声学特性, 并介绍了能够表征湍流射流初始条件的气动、声学 and 几何参数, 以及对湍流射流的声学控制方法进行分类。第 2 章详细介绍了亚声速湍流射流气动特性的声学控制机理, 并进行敏感性分析, 给出了提高控制效率的方法。第 3 章给出了声激励对亚声速湍流射流声学特性控制结果, 并分析了亚声速湍流射流中气动噪声产生的机理。第 4 章着重讨论低频高强度声激励对亚声速湍流射流的影响。第 5 章给出了湍流射流自激励产生的原理和抑制方法。第 6 章介绍了周期性声激励下亚声速湍流射流数值模拟方法。第 7 章简要描述了超声速非等压湍流射流的气动和声学特性、宽频噪声产生的机理和控制方法。第 8 章主要介绍几种降低涡喷发动机射流噪声的方法。第 9 章给出了在带开口测试段的风洞中自激振荡的声学控制方法。第 10 章通过两个实际应用案例介绍了空腔流压力脉动及其控制方法。

本书由中国商用飞机有限责任公司北京民用飞机技术研究中心林大楷、张颖哲、倪大明翻译。在本书的翻译和出版过程中, 航空工业出版社的编辑对本书进行了细致的编辑, 并提出了许多宝贵的修改意见, 在此表示衷心的感谢! 由于本书涉及的概念和术语繁多以及译者学识有限, 同时书中引用的部分文献是采用俄文撰写的内部资料, 在翻译过程中无法进行追溯原文校验, 译文中难免存在词不达意和疏漏, 恳请读者给予批评指正。

译者
2018 年 6 月

序

本书主要讨论了声学振动对湍流射流的影响。书中回顾了本书作者、其他俄罗斯学者以及外国科学家在长期试验研究中,通过发展声学方法控制亚声速和超声速射流气动和声学参数的历程。

人们发现层流射流对声音敏感这一现象已有140年。1858年,勒孔特(Le Conte)医生在一场室内音乐会中发现蜡烛的火焰可以随着大提琴的声音“随音起舞”,使得“失聪的人也能听到和声”。1867年,廷德尔(Tyndall)展示了在没有燃烧的情况下层流射流亦对声音敏感的现象。1886年,瑞利勋爵(Lord Raleigh)基于他对混合层流体动力学不稳定性的研究,阐述了层流射流对声音敏感的机理。

1967年,符拉索夫(Vlasov)和加涅夫斯基(Ginevsky)发现亚声速湍流射流中低强度声激励能够在很宽的范围内控制湍流混合。研究表明,声激励频率可以获得两种效应:低频声激励可以增强湍流射流混合;比低频声激励高一量级的高频声激励可以减弱湍流射流混合。苏联国家发现注册局(The State Register of the USSR)登记的第212号发现“亚声速射流的湍流声衰减现象”在时间上要早于符拉索夫和加涅夫斯基(1967年3月31日)的发现。

随后,越来越多的俄罗斯和外国科学家对声激励可以获得的上述两种效应进行了研究,并发表了大量声学振动控制湍流射流和边界层的论文。下面是一些早期的研究结果。1971年伊泽贴夫(Isataev)和塔拉索夫(Tarasov)、1972年罗克韦尔(Rockwell)均证实了射流湍流增强和衰减这两种效应。1969年弗雷托(Furletov)、1971年克罗(Crow)和尚帕涅(Champagne)研究了低频声激励下的射流湍流增强效应。1974年彼得森(Petersen)等人指出高频声激励下的射流湍流衰减效应。1980年翟门(Zamen)和侯赛因(Hussain)针对湍流衰减效应开展了详细研究。

许多研究表明,声激励下湍流射流的气动参数会发生变化,声学特性也会发生相应的变化,即在低频激励下射流宽频噪声会增大,而在高频激励下射流宽频噪声会降低。

在过去三四十年中,由于发现了大尺度拟序结构,在研究自由射流、混合层、尾流和近壁流的湍流物理现象方面发生了根本性的变化。拟序结构是

因混合层不稳定而产生的大尺度周期性涡流团。在小尺度湍流背景下,拟序结构逐步发展并相互作用。拟序结构的尺度与混合层横截面尺寸相当,而且生命周期较长。学术界对拟序结构研究产生兴趣是因为拟序结构在湍流混合、燃烧和气动噪声产生等过程中起着重要的作用。射流中存在拟序结构最重要的意义在于,能够通过对拟序结构施加直接作用来控制湍流。

在此期间,湍流研究领域另一重大成果就是发展了大量的能适当考虑拟序结构的非定常三维湍流数值模拟方法。

本书是将控制湍流射流的声学方法和拟序结构结合在一起进行研究的,并采用相关的数值模拟算例进行了说明。书中也给出了湍流射流声学控制方法的实际应用。书中给出的结果已发表在俄罗斯国内外的期刊上,并多次在俄罗斯国内外的会议上介绍过。

本书适用于从事湍流射流气动和声学特性的声学控制方法,以及工程应用研究的科研人员、研究生、物理专业学生和工程师。

书中回顾了作者以及其他研究人员开展声激励下湍流射流的研究。同时回顾了俄罗斯国内外研究人员取得的成果,包括大量的试验和理论研究学术文章,涵盖了周期性和瞬态声激励下湍流射流,以及射流初始段的拟序结构研究。

第1章讨论了亚声速湍流射流传播的主要规律,阐述了拟序结构在湍流混合过程中的重要作用;还介绍了拟序结构的主要特征,包括频率、对流速度、相互作用过程(配对),以及拟序结构的产生、发展和在初始段末端的破裂过程。简要给出了由于拟序结构的配对导致初始段全局反馈机制的设计,讨论了拟序结构和射流流体动力学的不稳定性之间的关系。此外,还阐明了亚声速湍流射流中气动噪声的产生,以及拟序结构在形成射流近声场和远声场中的作用机理。给出了现有的关于射流初始段中主要噪声源位置的概念,以及用于描述射流初始条件、确定射流扩散规律,以及表征射流对不同周期性激励感受性的一些气动、声学 and 几何参数。另外,对湍流射流的声学控制方法进行了分类。

第2章专门介绍了低强度声激励对湍流射流气动特性影响的试验研究。本章阐明了两种效应:一是低频声激励条件下,混合现象增强(即湍流增强);二是高频声激励条件下,混合现象衰减(即湍流衰减)。给出了一些试验研究结果,包括声激励强度、喷嘴截面处初始边界层的流动模式,以及初始湍流度对获得两种混合效应(湍流增强和衰减)的影响。本章首先介绍了在低频声激励条件下,随着激励强度的增大,混合增强的效应也随之增大;之后达到饱和;继续增大激励强度,混合增强效应不会进一步增强。高

频激励条件下,增大激励强度会加强湍流衰减效应;随着激励强度的继续增大,湍流衰减效应会随之减弱。这里我们可以看到影响轨迹变化的趋势,即混合增强而不是混合衰减。本章还给出了基于低频横向声激励下射流的试验研究结果,表明圆形射流的横截面会变形,即射流截面由圆形变成椭圆形,并沿着激励方向延伸。此外,还研究了声激励对从锐孔流出的圆形湍流射流的影响。

由于对射流施加声激励会使喷嘴产生低强度的振动扰动,本章还研究了喷嘴振动激励对湍流射流的影响。研究表明,低强度喷嘴振动扰动本身对射流的气动特性没有显著影响,若是高强度的振动扰动,有可能产生声激励下的两种效应,即混合增强和混合衰减。

本章给出了超高强度声激励对高速(跨声速)湍流射流影响的研究结果。结果表明,上文提及的低频激励条件下混合增强效应非常明显,但是没有观察到高频激励条件下混合衰减现象。本章还研究了声激励对湍流射流的影响,包括湍流脉动的模态组成变化和拟序结构配对的位置变化,分析了声激励对湍流射流的作用机理。

最后,本章研究了同轴流动对低频声激励下射流的影响,以及声激励下非等温淹没射流的混合增强效应。同时给出了4种提高湍流射流声激励效率的方法:射流两侧布置两个反相位的同频率激励器组成射流的横向声激励;采用主频率和其分谐波频率且具有特定相位差的多频声激励;对射流施加最高周向模态的声激励;采用非谐波信号的声激励。

第3章介绍了声激励对亚声速射流中气动噪声产生和影响的试验结果,并且分析了喷嘴出口初始条件、声激励的模态组成和拟序结构对等温和非等温湍流射流近远场噪声的影响。

第4章着重分析了低频高强度声激励对亚声速射流的影响。需要说明的是,该情况下初始段并不存在涡环配对现象。

第5章专门分析了亚声速湍流射流的自激振荡问题,尤其是跨声速湍流射流垂直和倾斜冲击挡板时产生的自激振荡,以及低速风洞开口试验段中流动引起的自激振荡,并给出了自激振荡的抑制方法。

第6章介绍了在周期性声激励下亚声速湍流射流的数值模拟方法。重点说明了数值模拟方法描述试验现象的能力,如高/低频声激励下出现的混合衰减/混合增强现象、低频激励下随着激励强度增大而出现的饱和现象、以及高频激励下随着激励强度增大而出现的影响轨迹变化。

第7章简要描述了超声速非等压湍流射流的气动和声学特性、宽频噪声及其离散分量的产生过程,也给出了这类射流的控制方法(声激励主动控制

方法,以及采用屏蔽反射射流噪声激励射流的被动控制方法)。

第8章专门研究了降低涡喷发动机射流噪声的方法。研究了用于降低飞机发动机跨声速推力射流噪声的射流系统。该射流系统由中央主射流和外围小射流组成,小射流产生高频噪声,作用在主射流上。数值模拟和试验测试表明,这种方法的降噪效果在远场可达到2~3dB,在近场达到4~5dB。在分析了俄罗斯国内外相关试验的基础上,研究了由于气动噪声相互作用引起的涡喷发动机额外噪声的降低方法,即利用来自燃烧室、压气机、涡轮的低频噪声激励推力射流。结果表明,该类似的射流系统可使超声速非等压射流的宽频噪声明显降低5~6dB,离散分量降低15~20dB,使其能量向高频段转移。

第9章介绍了在带开口试验段的风洞中控制自激振荡的声学方法,包括对混合层施加高频激励抑制自激振荡、低频激励导致自激振荡产生,以及利用噪声反射抑制自激振荡等研究。

第10章专门讨论了混合层和空腔的相互作用。与第5章一样,声反馈决定了所有的影响。本章给出了几个实际应用案例,介绍了在带开孔壁的跨声速风洞封闭试验段中以及在盲支段中,带分离流的空腔压力脉动的衰减现象。

由于篇幅所限,作者未能对与化学反应和燃烧有关的湍流射流、湍流尾流和拟序结构的声学控制问题等一些重要内容进行讨论。同时,近壁射流、环形射流、平面射流等问题也未涉及。1986年,符拉索夫和加涅夫斯基曾对其中一些问题进行了回顾。

本书作者在研究过程得到了斯威奇夫(G. P. Svishchiov)和斯图麦克斯(V. V. Struminsky)两位教授的支持和鼓励,同时对关注我们工作的慕宁(Munin)教授表示感谢!

本书作者的研究是在俄罗斯基础研究基金的资助下,于1993—2000年期间完成的。受资助项目编号为93-013-17713、94-01-01135、96-01-00037、96-02-19577、99-01-00131和00-01-00152。

彼得罗夫斯基(T. S. Petrovskay)、威内夫斯卡(G. A. Vishnevsky)和卡拉吉(M. V. Karadji)为本书的电子版制作提供了大量帮助,作者再次向他们表示诚挚的感谢!

在英文版出版过程中,作者稍微扩展了俄文版的内容,加入了作者最新的研究结果,以及其他一些研究结果(第2、第5、第6、第7章都有涉及)。另外,俄文版中的印刷错误在英文版中也进行了更正。

贝洛采尔科夫斯基(A. S. Belotserkovsky)教授承担了本书的英文翻译工作。

目 录

第 1 章 亚声速湍流射流	(1)
1.1 湍流射流的气动特性——拟序结构	(1)
1.2 拟序结构和流动不稳定性	(8)
1.3 亚声速湍流射流的声学特性	(11)
1.4 湍流射流问题的初始条件	(16)
1.4.1 表征亚声速淹没和伴随湍流射流初始条件的气动和声学参数	(16)
1.4.2 确定湍流射流初始条件的几何参数	(16)
1.5 湍流射流控制方法	(20)
符号	(21)
参考文献	(22)
第 2 章 亚声速湍流射流气动特性的控制	(26)
2.1 湍流射流对弱谐波声扰动的敏感性——激励频率的影响	(26)
2.2 声激励强度的影响	(32)
2.3 喷嘴边缘处边界层流动模式的影响	(35)
2.4 初始湍流度对声激励效率的影响	(37)
2.5 横向声激励下射流横截面变形	(39)
2.6 声激励对锐孔射流的影响	(40)
2.7 喷嘴振动激励的影响	(43)
2.8 声激励对高速射流的影响	(44)
2.9 声激励下湍流射流脉动的模态构成变化——声激励下射流中拟序结构 配对和衰减的定位以及射流声激励的机理	(46)
2.10 低频声激励下同向流的影响	(49)
2.11 纯音声激励对非等温射流的影响	(50)
2.12 两个同频率、反相位和反方向横向声激励的影响	(52)
2.13 高周向模态声激励的影响	(53)
2.14 主频谐波和次谐波双频声激励的影响	(56)
2.15 多频声激励的影响	(61)
2.16 声激励对非圆形射流的影响	(64)
2.17 喷嘴边缘形状的影响	(66)
参考文献	(67)

第3章 亚声速湍流射流声学特性的控制	(72)
3.1 声激励下湍流射流近远场的声学特性	(72)
3.1.1 声激励下射流的近声场和压力脉动特性	(72)
3.1.2 声激励下射流的远声场特性	(73)
3.2 声激励下非等温射流的远声场特性	(77)
3.3 声激励下同向射流和同轴射流的远声场特性	(79)
3.4 亚声速湍流射流噪声产生机理	(80)
参考文献	(81)
第4章 高强度声激励对亚声速射流的影响	(83)
4.1 圆形射流和平面混合层的高强度低频周期性声激励	(83)
4.2 纵向和横向高强度声激励下的亚声速圆形射流可视化研究	(86)
参考文献	(88)
第5章 湍流射流的自激励	(90)
5.1 湍流射流的自激励机制	(90)
5.2 跨声速射流垂直和倾斜冲击挡板	(93)
5.2.1 冲击射流中的拟序结构	(93)
5.2.2 近壁径向射流	(95)
5.2.3 自激振荡的抑制	(97)
5.3 风洞开口试验段的自激振荡	(98)
参考文献	(99)
第6章 周期性声激励下亚声速湍流射流的数值模拟	(101)
6.1 低频声激励下轴对称射流初始段的湍流运动直接数值模拟	(101)
6.2 基于离散涡模型模拟低频和高频声激励下平面和圆形湍流射流	(105)
6.2.1 理想不可压缩流体的平面湍流射流数值模拟	(105)
6.2.2 基于离散涡模型圆形湍流射流的数值模拟	(107)
6.3 基于湍流微分模型和非定常雷诺方程湍流混合层的数值模拟	(109)
6.4 基于广义雷诺方程(三项展开)的湍流射流数值模拟——低频和高频 谐波激励的影响	(111)
6.5 有趣的类比	(115)
参考文献	(119)
第7章 超声速非等压湍流射流——气动和声学特性控制	(122)
7.1 超声速湍流射流的气动特性	(122)
7.2 噪声产生机理——宽频噪声和离散分量	(123)

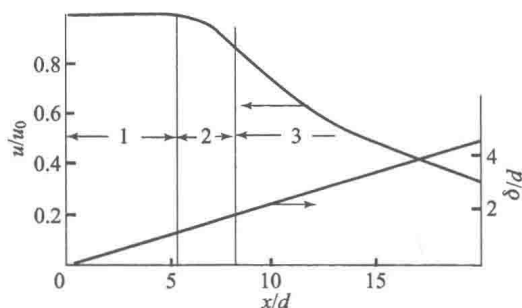
7.3 声激励下超声速射流——主动控制	(124)
7.4 采用射流声屏蔽控制射流参数——被动控制	(128)
参考文献	(131)
第8章 涡喷发动机降噪	(133)
8.1 涡喷噪声消声器	(133)
8.1.1 冷射流模型试验——远场	(134)
8.1.2 热射流模型测试——远场	(137)
8.1.3 全尺寸涡喷发动机测试——远场和近场	(137)
8.2 抑制超声速射流噪声的射流系统——离散分离的抑制	(139)
8.3 降低由气动声学相互作用引起的涡喷发动机额外噪声	(143)
参考文献	(146)
第9章 开口试验段风洞中自激振荡控制的声学方法	(148)
9.1 问题描述和测量参数	(148)
9.2 高频声激励下混合层中自激振荡抑制	(149)
9.2.1 返回通道扬声器位置	(149)
9.2.2 通过喷嘴截止面附近的窄槽进行吹/吸气	(151)
9.3 低频声激励下风洞试验段混合层中自激振荡和均匀脉冲流的产生	(154)
9.4 抗噪方法抑制自激振荡	(154)
参考文献	(155)
第10章 混合层与空腔的相互作用	(156)
10.1 空腔分离流动	(156)
10.2 空腔流动中近壁面压力脉动及其抑制方法	(157)
10.3 跨声速闭口风洞中压力脉动及抑制方法	(161)
10.4 空气管路封死分支处的自激振荡抑制	(162)
10.5 空腔流动的声学控制	(163)
参考文献	(163)

第 1 章 亚声速湍流射流

1.1 湍流射流的气动特性——拟序结构

本章主要基于不可压缩流体/气体的亚声速湍流射流开展研究。目前，这类射流的主要传播规律在理论和试验方面都有深入研究，包括混合层流动、平面射流、轴对称射流、三维淹没射流以及伴随射流。一般将射流流动过程分为三个阶段（见图 1-1），即初始段、过渡段和主体段^[1,13]。

层流射流动力学稳定性的理论研究表明，当速度分布出现拐点时，射流会产生强烈的不稳定性。试验研究证明，在雷诺数 Re 相当小时也能快速过渡到湍流射流。通常当雷诺数 $Re = u_0 d / \nu \geq 10^4$ 时，可以认为射流为湍流。该结论在大多数实际应用中都是适用的。马赫数 $Ma = u_0 / c$ ^① 对亚声速射流的影响并不是很显著。不存在外部伴随流动（ $u_\infty = 0$ ）时，射流为淹没射流，且 $m = u_\infty / u_0 = 0$ ；当 $m < 1$ 和 $m > 1$ 时，射流为伴随射流。在等压流情况下，伴随流压力或速度的纵向梯度不存在（ $u_\infty = \text{常数}$ ），射流速度的变化 I 、温度的变化 Q ，以及混合物浓度的变化 J 满足动量守恒、焓守恒及混合物质量守恒条件



1—初始段；2—过渡段；3—主体段
图 1-1 淹没湍流射流的轴心速度 u/u_0 和混合层厚度 δ/d 分布

$$\begin{cases} I = \int_F \rho u (u - u_\infty) dF = \text{常数} \\ Q = \int_F \rho u (H - H_\infty) dF = \text{常数} \\ J = \int_F \rho u (z - z_\infty) dF = \text{常数} \end{cases} \quad (1-1)$$

式中： ρ 是气体密度， H 是总焓， z 是物质质量浓度。因此，射流的流动过程由初始段主要流动参数的分布来确定。淹没射流的初始段、过渡段及主体段示意图如图 1-1 所示。

在与喷嘴出口足够近（ $x/d \leq 1 \sim 1.5$ ）的区域，淹没射流初始段薄混合层具有特定的长度尺度，即初始边界层厚度 δ_0 ，或更准确地说，是喷嘴出口截面处的初始动量

① 按 GB 3102.7—1993《声学的量和单位》规定，声速用 c （原文用 a ）表示。——译者注

损失厚度 $\theta_0 = \int_0^{\delta} \frac{\rho u}{\rho_0 u_0} (1 - u/u_0) dy$ 。混合层的厚度沿射流流动方向逐渐增加,并在初始段末端占据整个射流截面(其尺度与喷嘴出口直径 d 为同一个量级)。因此,初始段中混合层特性由特定的长度尺度确定,而整个初始段的流动特性由两个长度尺度 θ_0 和 d 确定。

射流的气动特性这一概念包含多个射流参数的变化规律,参数包括初始段长度、横截面尺寸、速度、温度、速度和温度脉动强度、湍流尺度、频谱等。

湍流射流控制通常是采用改变气动特性的方法来实现,如激励的增强或衰减主要是减小或增加射流范围,增强小尺度湍流相对作用等。

众所周知的湍流射流间歇性现象,即大尺度错综复杂的射流瞬态边界(见图1-2),展示了射流中大尺度周期性旋涡群的形成。拟序结构的发现使上述现象变得更显而易见,拟序结构是指在小尺度随机运动的背景下存在大尺度周期性旋涡群,且这些旋涡群不断发展并相互作用。这些旋涡群具有相当长的生命周期,且尺度与混合层横截面尺度相当。参考文献[10, 11, 17, 26, 34, 38, 41]对湍流射流中的拟序结构进行了系统研究,阐明了拟序结构的基本特征和相互作用。

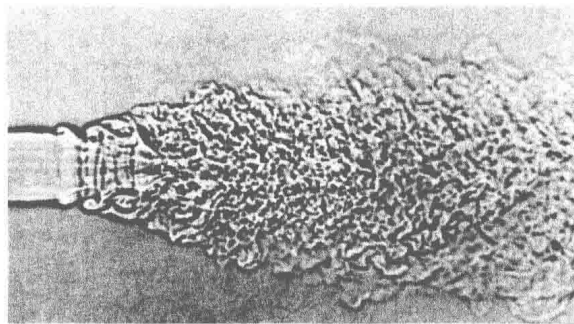


图1-2 淹没圆形湍流射流的瞬态涡量云图

如前面提到的,生命周期相对长的旋涡群间的相互作用具有决定性的影响,将这一理念引入湍流的混沌研究中,为建立自由湍流流动规律模型提供了新思路。

拟序结构的多数研究成果是通过观察与分析平面混合层和圆形射流的初始段获得的。参考文献[35]在混合层的可视化研究中发现了波浪式的二维大旋涡群结构,且混合层的生长主要是由于相邻涡之间的配对造成的,因为相邻涡之间的配对过程会使流体卷吸进混合层。然而,其他试验研究结果表明,在某些情况下(如流动过程依赖于湍流射流初始条件时),拟序结构的配对并不是决定混合层增长和喷射过程的唯一机制。对于依赖初始条件的湍流射流,喷射主要发生在单个涡的发展过程,而并非它们的配对过程;同时,在混合层二维涡相互作用的研究过程中存在三维效应,即除了平面混合层中的横向周期性涡结构外,还产生了纵向涡结构,其配对方向与横向涡结构配对相反。纵向涡与横向涡的相互作用不仅可以形成大涡,同时能够产生小尺度湍流涡。上述现象在圆形湍流射流的初始段特别明显,喷嘴出口附近容易生成薄涡环,并且薄涡环合并形成较大尺度的涡环,随后大涡环由周向均匀变成星形。

这些三维涡结构的进一步发展减弱了相邻涡配对的整个或部分过程,在射流的初始

段末端或过渡段中, 三维涡结构发生分解, 形成不稳定的球形结构, 如图 1-3 所示。其中图 1-3 (a) 为圆形湍流射流初始段中拟序结构的演变过程^[50], 图 1-3 (b) 为初始段中两个涡环的配对过程^[4]。

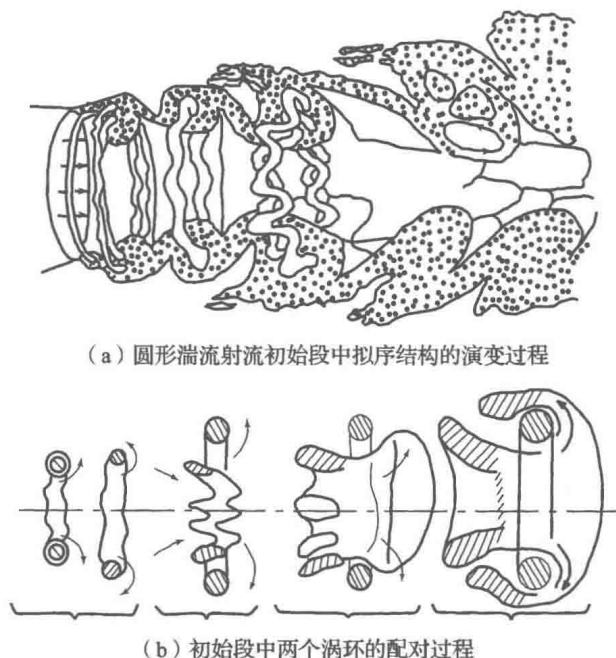


图 1-3 拟序结构的演变过程

为了对湍流射流的拟序结构进行量化特征分析, 通常需要通过试验测量得到脉动量和压力的波形以及频谱图、自相关, 以及包括窄频带相关关系在内的空间和空间—时间相关关系。图 1-4 (a) 为淹没圆形湍流射流速度脉动测量值与 $1/3$ 倍频关系图。可以看出, 随着离喷嘴距离的增大, 特征频率即斯特劳哈尔数 $St^{\text{①}} = fd/u_0$ (f 为频谱峰值对应的频率) 逐渐降低^[5]。从喷嘴出口到与喷嘴出口足够近 ($x/d < 1$) 的区域, St 从 3 降到 1, 在湍流射流初始段末端 ($x/d = 1 \sim 6$), St 降为 $0.3 \sim 0.5$ 。斯特劳哈尔数 (沿射流轴线的 $St = fd/u_0$ 和初始段的 $St = d/u_0 T$) 变化曲线见图 1-4 (b), 其中射流轴线上速度纵向脉动的特征频率 f 由频谱峰值确定, 特征周期 T 通过测量概率密度分布计算相邻两个压力脉动对时间的导数均为零的时间间隔得到。从图 1-4 (b) 可以看出, 谱分析、相关测量数据与试验点结果一致^[4,8], 且 St 曲线呈现非阶梯式光滑的特点, 从而验证了拟序结构的产生、配对和破裂过程是离散的。

在湍流射流的初始段, 可以通过分析测量得到的低频带速度脉动的空间和空间—时间相关关系, 获得湍流射流初始段呈现周期性流动结构的特征。参考文献 [14, 20] 给出了湍流射流初始段喷嘴出口附近在全频带范围内的速度脉动空间相关关系系数沿射流轴向方向分布曲线 (见图 1-5), 以及在窄频带范围内的空间相关关系系数沿射流轴向方向分布曲线 (见图 1-6 (a))。

① 根据国标 GB 3102.12—93 规定, 斯特劳哈尔数用 Sr 表示, 为与原书保持一致, 本书不做修改。——译者注